

На правах рукописи

Матушкин Антон Алексеевич

**Конструктивное совершенствование системы плёночного
охлаждения рабочих лопаток высокотемпературных турбин ГТД.**

**05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов**

**Автореферат диссертации на соискание учёной степени кандидата
технических наук**

Москва - 2012

Работа выполнена на кафедре «Конструкция и проектирование двигателей» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ).

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент, Нестеренко Валерий Григорьевич

Официальные оппоненты: Евдокимов Алексей Иннокентьевич, доктор технических наук, профессор, ООО «Управляющая компания «Объединённая двигателестроительная корпорация», ведущий специалист

Вовк Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, научно-технический центр им. А.Люльки ОАО "НПО "Сатурн", начальник перспективного отдела

Ведущая организация: ОАО «Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышёва»

Защита состоится «21» мая 2012г. В 13 час. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ), 125993, г.Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ)

Автореферат разослан «__» апреля 2012 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета

д.т.н., профессор

Ю.В.Зуев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Газовые турбины относятся к числу самых напряженных узлов конструкции ГТД, ограничивающих в большинстве случаев надежность двигателя и его ресурс. Повышение температуры газа перед турбиной является действенным фактором, способствующим снижению массы ВРД при заданном значении тяги или мощности. За длительный период проектирования ВРД отечественными и иностранными разработчиками максимальный уровень температур газа для двигателей новых поколений повысился до величин 1800...2200К. Наибольшую трудность представляет как обеспечение работоспособности конструкции турбины, при таких высоких значениях температур, так и надежности и ресурса сопловых и рабочих лопаток, особенно в турбине высокого давления. С учетом всего этого, для надежной работы и обеспечения ресурса средняя температура металла лопаток, при имеющихся материалах, не должна превышать 1000...1100°С, при этом уровень максимально допустимых рабочих температур газа на входе в турбину непосредственно зависит от характеристик применяемого материала лопаток и эффективности системы охлаждения. Новые поколения охлаждаемых лопаток турбин проектируются на увеличенные значения температуры газа перед турбиной, поэтому без повышения интенсивности системы охлаждения лопаток и, в частности, системы плёночного охлаждения турбин, новые поколения двигателей быть созданы не могут

Объектом исследования в настоящей работе являются рабочие лопатки турбин высокого давления современных и перспективных авиационных ГТД, температура газа на входе которых равна $1700 \leq T_g \leq 1900$ К с внутренним конвективным и наружным плёночным охлаждением профиля на его вогнутой стороне, а так же конструктивные элементы системы плёночного охлаждения наружных вогнутых поверхностей рабочих лопаток.. В работе рассмотрены форма и ориентация каналов (щели) плёночного охлаждения, оптимизированные с целью возможного повышения их эффективности.

Таким образом, **цель данной работы** состоит в следующем: разработка новых и совершенствование известных конструктивных способов повышения эффективности плёночного охлаждения наиболее горячих участков наружной поверхности рабочих лопаток ГТД, для снижения их температурных градиентов, увеличения надёжности и ресурса.

В рамках указанной цели были сформулированы и решены следующие **задачи**:

1. Определение влияния формы и ориентации охлаждающих каналов на эффективность образования защитной плёнки на наружной вогнутой поверхности лопатки.

2. Разработка конструктивных мер по снижению температуры потока газа омывающего вогнутую часть поверхности лопатки.

Научную новизну работы составляют:

1. Разработка методики проектирования формы, размеров и расположения щели, обеспечивающей эффективную защитную плёнку на вогнутой поверхности охлаждаемой лопатки.

2. Разработка классификатора дискретных каналов плёночного охлаждения, отличающихся уровнем их эффективности.

Достоверность и обоснованность результатов исследования подтверждена данными модельных экспериментов, проведённых автором, а так же данными экспериментов взятыми из открытых источников, в том числе зарубежных.

Практическая ценность работы. Полученные результаты позволяют рекомендовать комбинированную систему охлаждения, состоящую из локальных отверстий малого диаметра, расположенных на входной кромке лопатки рабочего колеса турбины, а также на выпуклой поверхности профиля пера (при наличии такой необходимости), а также щели (щелей), располагаемых на вогнутой поверхности пера вдоль высоты лопатки, с целью снижения уровня градиентов температур между выпуклой и вогнутой стороной лопатки и повышения интенсивности охлаждения её вогнутой стороны, что позволяет на этапе проектирования создать лопатку с повышенной эффективностью, относительно плёночного охлаждения, реализуемого системой дискретных каналов, направляющих поток охлаждающего воздуха под углом к траектории горячего газа, обтекающего профиль пера охлаждаемой лопатки рабочего колеса ТВД. Систематизировано и рекомендовано к применению множество конструктивных форм комбинированных каналов цилиндрической формы, которые позволяют повысить эффективность охлаждения профильной части лопатки по сравнению с системой одиночных каналов, применяемых в настоящее время.

Использование результатов. Результаты работы могут использоваться в организациях, занимающихся проектированием авиационных ГТД при проектировании рабочих лопаток высокотемпературных турбин. Так же результаты

могут использоваться в учебном процессе, для профилирования турбинных решёток. В настоящее время результаты работы используются в научных исследованиях и учебном процессе кафедры конструкции и проектирования авиационных двигателей летательных аппаратов Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Апробация работы. Результаты диссертационной работы были доложены на молодёжная аэрокосмической школе 2009г. (г. Алушта, Украина), 8-й международной конференции "Авиация и космонавтика 2009" (г.Москва, Россия), X Всероссийской научно-технической конференции и школы молодых учёных, аспирантов и студентов "Научные исследования в области транспортных, авиационных и космических систем АКТ-2009" (г.Воронеж, Россия), заочной научно-технической конференции "Перспективные разработки в авиадвигателестроении, «климовские чтения" (г.Санкт-Петербург, Россия), 3-ей международной научно-технической конференции "Авиадвигатели XXI века" (г.Москва, Россия). В результате работы было выполнено два гранта П678 и 14.740.11.1286.

Личный вклад автора. Автором проведены следующие работы:

1. Выполнены расчёты по истечению газа из каналов различной формы в спутный поток и верификация получаемых результатов расчётов.

2. Разработаны математические модели рабочих лопаток с различными системами плёночного охлаждения, включая новую модель с системой щелевого охлаждения, где охлаждающий воздух выпускается на поверхность вогнутой части пера лопатки параллельно основному потоку, обеспечивая тем самым повышенный уровень эффективности охлаждения наружной поверхности лопатки и дальнотойности защитной плёнки.

3. Проведена экспериментальная работа по проливкам лопаток с щелевым охлаждением и применяемым в настоящее время плёночным охлаждением.

4. Выполнены 3D расчёты по взаимодействию струи охлаждающего воздуха со спутным потоком газа обтекающим профильную часть лопаток с щелевым охлаждением и плёночным охлаждением, осуществляемым через цилиндрические каналы под углом к поверхности профиля.

Основные положения, выносимые на защиту:

- Методика проектирования щелей, расположенных на вогнутой стороне профиля лопаток ТВД с высокой температурой газа перед турбиной 1700...1800К без теплообменника, снижающего температуру охлаждающего воздуха.

- Конструкция и форма щели, выпускающей охлаждающий воздух на вогнутую поверхность лопатки параллельно стенки профиля

- Результаты расчётов модели охлаждаемой лопатки с дискретными каналами, обеспечивающими струйное охлаждение и выпускающих охлаждающий воздух под углом к поверхности профиля и лопатки с щелевыми каналами, расположенными на вогнутой поверхности профиля и вдув охлаждающего воздуха в пограничный слой газа на поверхности лопатки.

- Экспериментальные результаты проливки моделей лопатки с дискретными каналами, и лопаток с одной и двумя щелями, на её вогнутой поверхности, подтверждающими примерное равенство расходов через дискретные каналы и щель в выполненных конструкциях.

Публикации.

По материалам диссертации опубликовано 8 работ, из них 2 в рекомендованных ВАК изданиях.

Структура и объём работы.

Диссертация состоит из введения, пяти глав и заключения, списка используемой литературы. Общий объём диссертации составляет 127 страницы. Библиографический список используемой литературы насчитывает 85 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность работы, формулируется цель исследования, его задачи, отмечается научная новизна работы, дается ее краткая характеристика и формулируются основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе содержится анализ конструктивных схем систем охлаждения лопаток рабочего колеса современных и перспективных высокотемпературных турбин высокого давления. Рассматриваются различные системы открытого охлаждения турбин авиационных двигателей, схемы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбин высокого давления и конструктивные схемы их охлаждения.

В разделе 1.1 содержится анализ существующих схем охлаждения турбин, в частности: открытой схемы охлаждения, замкнутой схемы охлаждения, полужамкнутой схемы охлаждения с отбором воздуха из компрессора и возвратом его в компрессор. Приводятся рекомендации по снижению расхода охлаждающего воздуха, идущего на охлаждение как турбины в целом, так и рабочих лопаток в частности. Обосновывается то, что сравнение эффективности охлаждения одних только лопаток, без рассмотрения всей системы охлаждения турбины неверно, поскольку необходимо сначала рассмотреть различные конструктивные решения охлаждения турбины, прежде чем рассматривать охлаждение отдельных лопаток. Приводится сравнительный анализ двух конструктивных схем турбин высокого давления ТРДДф, использующих различные методы повышения эффективности системы охлаждения.

В разделе 1.2 проведён анализ конструктивных схем подвода охлаждающего воздуха к перу рабочих лопаток турбин высокого давления. Приведены как применяющиеся в настоящее время, так и перспективные конструкции подвода воздуха в лопатках. Описывается проблема, заключающаяся в недостатке пропускной способности каналов подвода охлаждающего воздуха, проходящих через замок лопатки, а так же предлагаются пути её решения.

В разделе 1.3 приводится анализ конструктивных решений для охлаждения пера рабочих лопаток их классификация, этапы развития и затраты на производство. Приводится сопоставление величин расхода охлаждающего воздуха и коэффициентов охлаждения для лопаток с конвективной и конвективно-плёночной системой охлаждения. Описываются элементы системы охлаждения лопаток турбин, показаны имеющиеся в распоряжении конструктора методы интенсификации охлаждения лопатки, в том числе и не нашедшие своего применения. Приводятся перспективы развития материалов, для производства лопаток, на период до 2020 года, при этом максимальная температура, при которой будет возможна работа материала, составит 1473К (см. Рис. 1).

Обосновывается вывод, о том, что развитие плёночного охлаждения в составе конструктивных схем лопаток турбин имеет приоритетное значение для их проектирования и модернизации. Приводится пример совершенствования конструкции системы охлаждения лопатки двигателя, где введение дополнительно плёночного охлаждения, позволило повысить температуру газа перед турбиной с

1680К до 1720К, температура металла лопатки снизить с 960С до 924С, Θ_{cp} увеличить с 0,39 до 0,47, при этом расход воздуха увеличился всего на 1%.

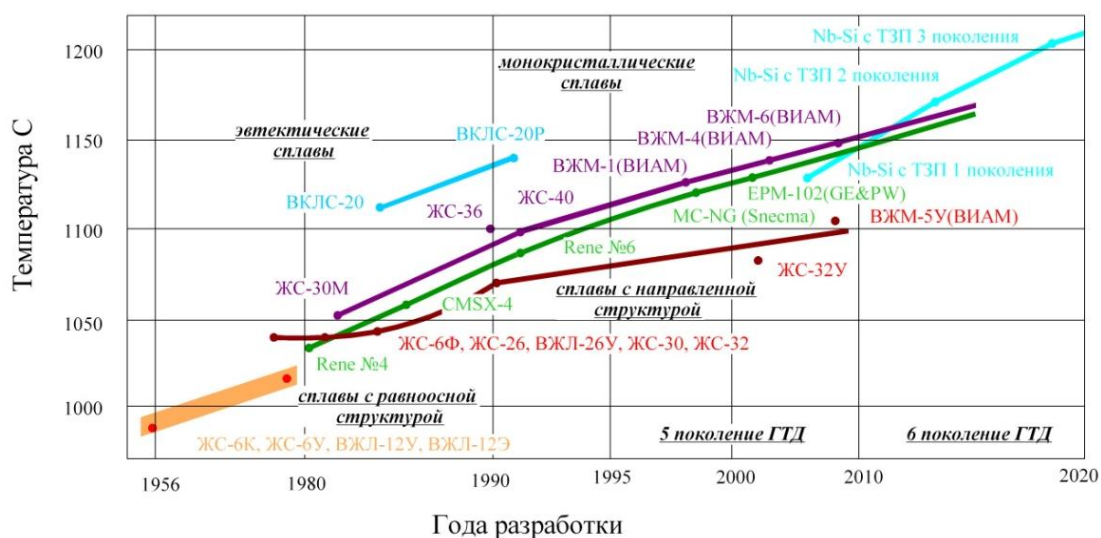


Рис. 1 - Повышение жаропрочности сплавов

Вторая глава посвящена описанию методик расчёта лопаток турбин, описываются как численные, так и интегральные методы расчёта, применимые для анализа эффективности плёночного охлаждения.

В **разделе 2.1** приводится описание метода конечных объёмов, служащего для анализа гидрогазодинамики и теплообмена. Показано, что процессы тепло и массообмена с точки зрения механики сплошных сред могут быть описаны системой нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных. Эту систему уравнений принято называть уравнениями Навье-Стокса. В наиболее общем случае система уравнений Навье-Стокса включает в себя уравнения неразрывности, движения и энергии:

-уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial \rho U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

-уравнение движения

$$\rho \frac{\partial U}{\partial \tau} + (U \cdot \nabla)U = \rho J - \nabla P + \mu \Delta U + \frac{1}{3} \mu \text{grad}(\text{div}U) \quad (2)$$

-уравнение энергии

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial \tau} + U \cdot \nabla T \right) = \lambda \Delta T + q_v - \frac{dP}{d\tau} + \mu \cdot \Phi \quad (3)$$

где: U – вектор скорости $(u, v, w)^T$ P – статическое давление; ρ – плотность; T – температура; λ – коэффициент теплопроводности; τ – время; μ – коэффициент вязкости; q – поток тепла; c_p – изобарная теплоемкость; J – объемная сила; Φ – диссипативная функция, равная:

$$\Phi = 2 \left[\left(\frac{\partial U_x}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_y}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_z}{\partial z} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial U_x}{\partial y} + \frac{\partial U_y}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_z}{\partial y} + \frac{\partial U_y}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial U_x}{\partial z} + \frac{\partial U_z}{\partial x} \right)^2 - \frac{2}{3} (\text{div}U)^2 \quad (4)$$

Уравнения Навье-Стокса могут быть решены в общем виде лишь в некоторых случаях и при ряде допущений. Приводится алгоритм, которому необходимо следовать при составлении численной схемы, а так же описание граничных условий, необходимых для решения гидрогазодинамических задач и задач конвективного теплообмена.

Раздел 2.2 посвящён описанию метода конечных элементов. Описываются задачи, для которых применим метод конечных элементов, основные уравнения и сущность метода. Показано, что метод можно использовать для анализа напряженно деформированного состояния конструкций, для термического анализа, для решения гидрогазодинамических задач и задач электродинамики, а так же что могут решаться связанные задачи.

Раздел 2.3 посвящён интегральным методам расчёта системы плёночного охлаждения и методике расчёта лопатки турбины с плёночным охлаждением. Приведены основные методики для расчёта плёночного охлаждения, в частности «струйная» модель и модель «теплового стока», описываются основные положения моделей. Приводится пример расчёта плёночного охлаждения с использованием критериальных уравнений и методика расчёта турбины, включающая в себя конвективно-плёночную составляющую.

Третья глава посвящена описанию особенностей плёночного охлаждения а так же описанию конструктивных схем по интенсификации плёночного охлаждения.

В **Разделе 3.1** приводятся основные параметры, характеризующие основные параметры плёночного охлаждения:

- эффективность охлаждения

$$\theta = \frac{T_2 - T_L}{T_T - T_B} \quad (5)$$

- отношения коэффициента теплопередачи

$$\frac{h_1}{h_0} = \left(\frac{q_1}{q_0}\right) \cdot \left(\frac{T_i - T_{л}}{T_{ac} - T_{л}}\right) \quad (6)$$

- коэффициент относительного расхода подвода охлаждающего воздуха

$$M = \frac{\rho_{в} \cdot u_{в}}{\rho_{г} \cdot u_{г}} \quad (7)$$

Так же показано влияние коэффициент относительного расхода подвода охлаждающего воздуха на отношения коэффициента теплопередачи, эффективность охлаждения и форму струи истекающую из канала плёночного охлаждения в спутный поток (см. Рис. 2 а и б).

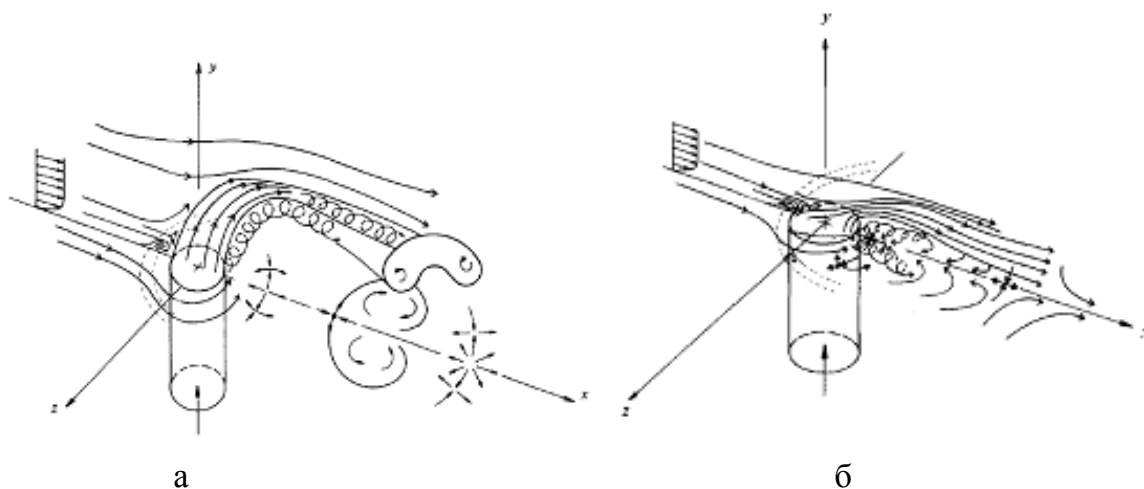


Рис. 2 - Схема вдува охлаждающего воздуха в набегающий поток а) при больших значениях параметра М; б) при маленьких отношениях расхода.

При этом при больших эффективностью охлаждения $M > 0,5$, имеющих на лопатках турбины, происходит отрыв струи охлаждающего воздуха от поверхности лопатки, сразу за отверстием, с образованием «почкообразного» вихря и уменьшением эффективности охлаждения вблизи отверстий подвода охлаждающего воздуха. Описывается влияние уровня турбулентности, диаметров охлаждающих каналов, их взаимного расположения и длины на адиабатический КПД.

В разделе 3.2. рассматриваются различные формы каналов плёночного охлаждения, описанных как в Российских, так и в зарубежных патентах. Показано, что основные работы направлены на изучение каналов формы «Fan-shapes» и «Anti-vortex», приведена фотография рабочей лопатки турбины с развитым плёночным охлаждением при помощи «Fan-shapes» каналов. Приводится схема лопатки турбины с щелевым охлаждением, разработанная автором, а так же её характерные

конструктивные элементы (см. Рис. 3), так же показан вариант щелевого охлаждения с щелью конфузурной формы, для увеличения дальности струи (см Рис. 4)

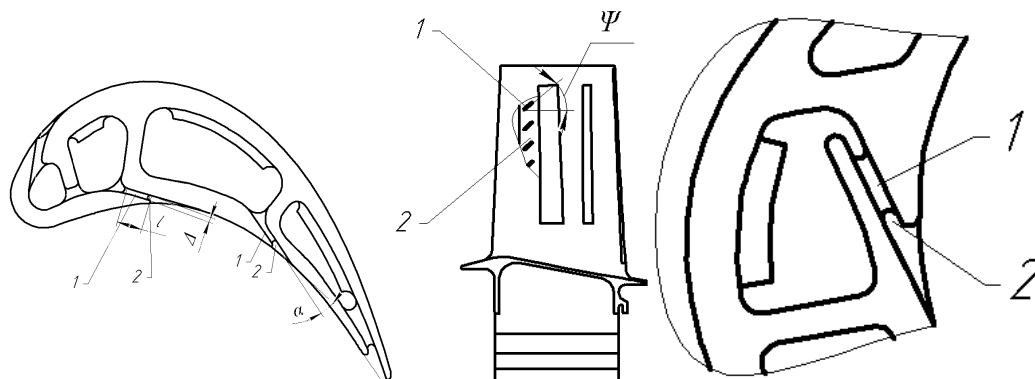


Рис. 3 – Лопатка рабочего колеса турбины с щелевым охлаждением

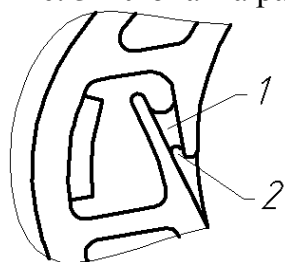


Рис. 4 - Конструкция щели в виде конфузурного канала

Основной идеей данной конструктивной схемы является выдувание охлаждающего воздуха по касательной к направляющей корыта профиля, что позволяет подавать охлаждающий воздух непосредственно в пограничный слой и, соответственно исключает возможность затекания под струю горячего воздуха, что происходит при дискретном выдуве из отверстий. Кроме того, при использовании данной конструкции, можно варьировать длину щели, а, соответственно, и дальность струи, чего невозможно добиться при стандартных каналах охлаждения.

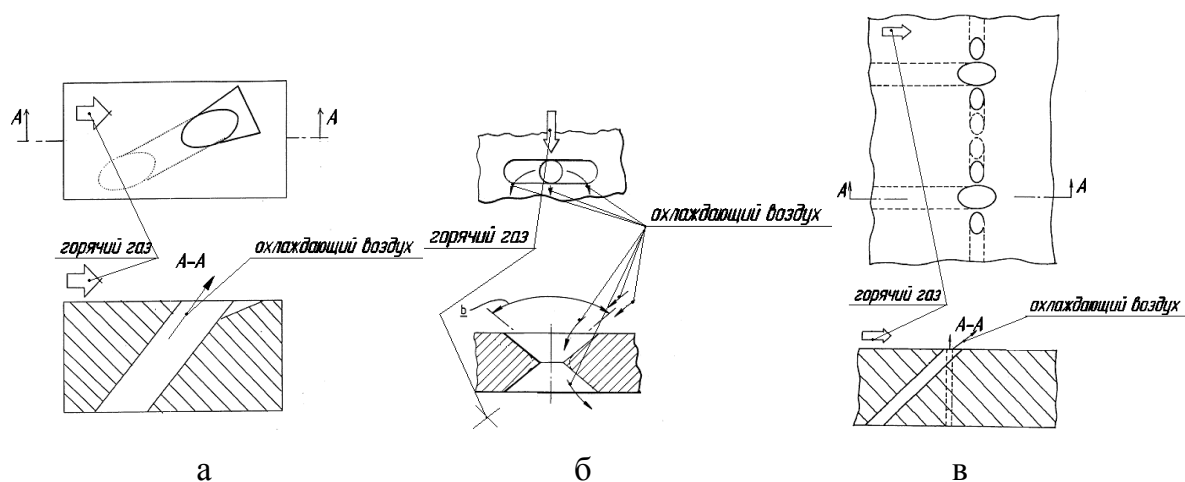


Рис. 5 – Пример применения классификатора а) A45B30C22D4E02F2 б) A0B0C4D2E02F1 в) A45B0C1D1E902F1

Раздел 3.3 показаны различные варианты варьирования локальной интенсивностью выдува охлаждающего воздуха. Рассмотрены основные конструктивные параметры, при мощи которых возможно варьирование локальной интенсивности выдува охлаждающего воздуха на профиле лопатки, а именно: изменения диаметров отверстий подвода охлаждающего воздуха, в зависимости от их расположения по высоте лопатки; расположение отверстий по части профиля, а не на всей его длине; изменение углов наклона каналов плёночного охлаждения; применение различного угла наклона отверстий индивидуально, как на Рис. 5 в.

В разделе 3.4 содержится классификатор каналов плёночного охлаждения, составленный на основании различного взаимного расположения каналов и их конструктивных схем. Параметры классификатора представлены ниже:

- Первый параметр А-наклон отверстия к касательной профиля, обозначается как A_n , где n -угол наклона отверстия

- Второй параметр В-наклон отверстия по отношению к оси двигателя, обозначается как B_n , где n -угол наклона отверстия

- Третий параметр С-форма канала, С1-без изменения формы, С2-расширяющийся, С3-сужающийся, С4-в виде сопла, C_{n1} -ступенчатое изменение, C_{n2} -плавное изменение, n -параметр формы.

- Четвертый параметр D-форма выхода канала, D1-круглая, D2-овальная, D3-в виде щели, D4-другая

- Пятый параметр E-параметр взаимного расположения нескольких отверстий, E_{nk} -пересекаясь друг с другом, где n -угол между отверстиями, $k=1$ если выходят из одного места, $k=2$ если не выходят из одного места.

- Шестой параметр F-параметр характеризующий отличие размеров отверстий друг от друга, F1-отличаются, F2-одинаковые

В случае если какой либо параметр отсутствует, указывается N0, где N-обозначение отсутствующего параметра.

Таким образом, используя данные шесть параметров, можно описать все конструктивные схемы, придуманные и запатентованные на данный момент, а так же существенно упростить их анализ. Приведено несколько примеров применения классификатора (см. Рис. 5).

На основании анализа классификатора приводятся задачи конструктивного совершенствования каналов плёночного охлаждения, приведённые на Рис. 6.



Рис. 6 - Основные задачи по конструктивному совершенствованию системы плёночного охлаждения лопаток современных и перспективных турбин ВРД.

Вторая глава посвящена верификации расчётам плёночного охлаждения на плоской пластине и профиле, а так же их верификации с экспериментальными данными.

В **разделе 4.1** проводился численный расчёт плёночного охлаждения на плоской пластине и сравнение полученных результатов с данными эксперимента NASA-CR-72612. При выполнении расчёта варьировались модели турбулентности, размеры и топология сеток, проводился анализ времени расчёта. График, на котором отражена зависимость коэффициента охлаждения от расстояния за отверстием приведён на

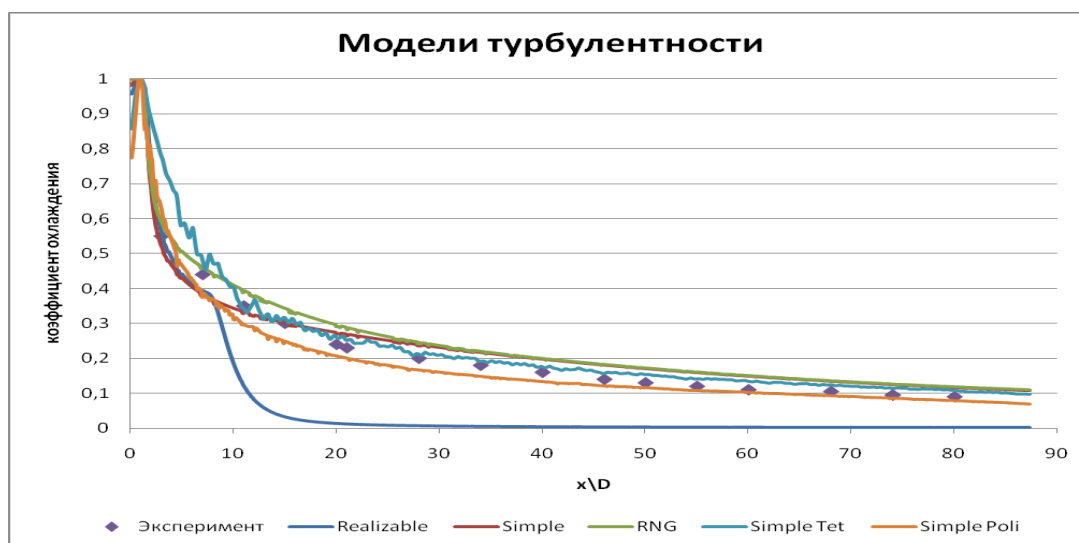


Рис. 7 – График сравнения расчётных данных с экспериментом

В разделе 4.2 описывается проведение численных расчётов каналов плёночного охлаждения для каналов различной формы, при граничных условиях, используемых при расчётах в разделе 4.1. Проводился сравнительный расчёт для каналов типа «Fan-shapes», «Anti-vortex» и цилиндрического канала. Распределение температур воздуха вблизи пластины представлено на Рис. 8. Так же представлены зависимости распределения эффективности плёночного охлаждения за отверстием за каналом охлаждения для различных сеток, в сравнении с экспериментальными данными. В результате расчёта показано, что наибольшей эффективностью обладает канал типа «Anti-Vortex», а наименьшей цилиндрической канал, так же описывается механизм повышения эффективности. В частности повышение эффективности происходило за счёт устранения «почкообразного» вихря и примыкания струи к охлаждаемой поверхности.

В разделе 4.3 описывается верификация численного расчёта профиля с экспериментальными данными полученными в эксперименте NASA-CR-168015. Расчет проводился в двухмерной постановке, при этом охлаждение не моделировалось, а моделировался только поток в межлопаточном канале. В результате сравнения расчёта с экспериментом, выяснилось что отклонения отношения статического давления на лопатке к полному давлению на входе при численном расчёте существенно отличается от экспериментальных данных на спинке лопатки. В то же время данные при численном расчёте незначительно отличаются от экспериментальных данных на корыте лопатки.

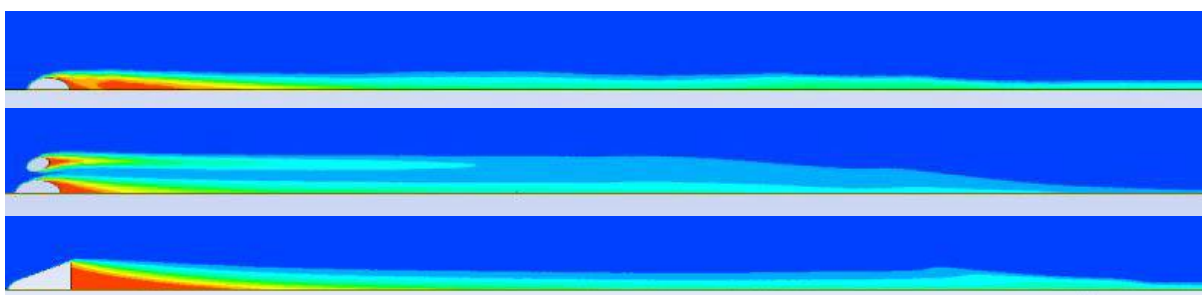


Рис. 8 – Распределение температур по пластине (каналы: цилиндрический, Anti-Vortex и Fan-shapes соответственно)

В разделе 4.4 описывается расчёт лопатки с плёночным охлаждением посредством цилиндрических каналов с расчётом лопатки с щелевым охлаждением. При этом лопатка с щелевым охлаждением является модернизацией лопатки с охлаждением посредством цилиндрических каналов. Лопатки с плёночным охлаждением посредством цилиндрических каналов применяется на двигателе РД-

33МК, поэтому граничные условия для расчёта обеих лопаток брались на основании параметров работы данного двигателя на режиме работы «максимал». Сравнение температур газа на поверхности лопатки приведено на Рис. 9.

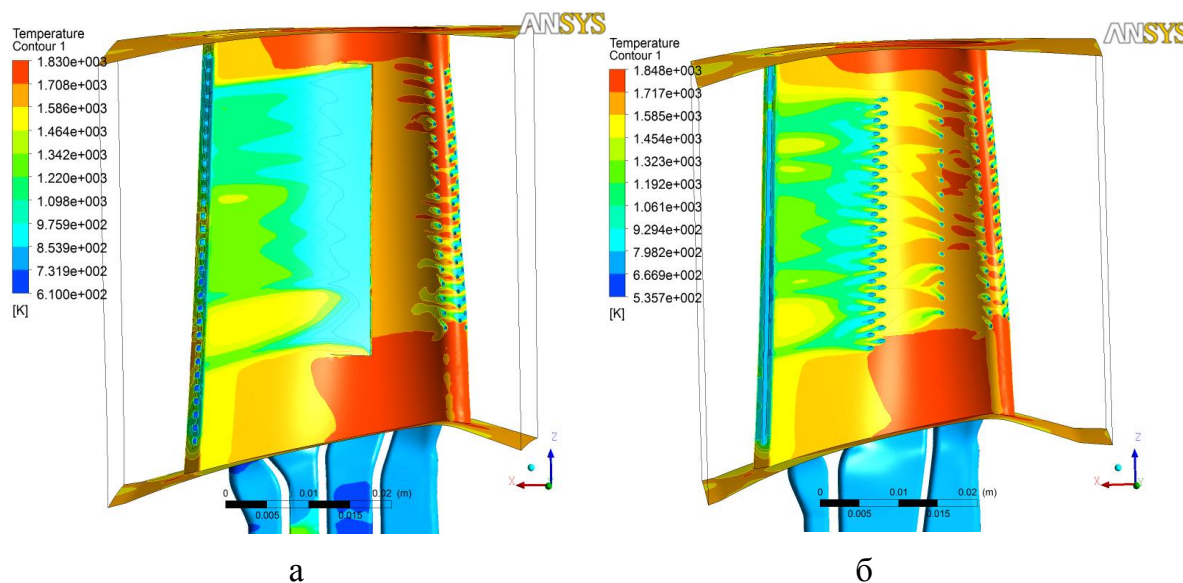


Рис. 9 - Распределение температур на поверхности лопатки а) для лопатки с щелевым охлаждением; б) для лопатки с плёночным охлаждением через цилиндрические каналы.

При данных расчётных параметрах средняя температура газа на поверхности стенки лопатки для охлаждения при помощи цилиндрических каналов составила 1375К, а для лопатки с щелевым каналом 1264К, расход для лопатки с щелевыми каналами, для данных условий составил 0,0277 кг/сек, а для лопатки с цилиндрическими каналами 0,0282 кг/сек. При этом, как видно на Рис. 9, пелена охлаждающего воздуха за щелевым каналом более равномерна и распространяется на большую длину, чем за цилиндрическими отверстиями.

Пятая глава посвящена проведению экспериментальной работы по проливке рабочих лопаток турбины, с щелевым охлаждением и плёночным охлаждением посредством цилиндрических каналов.

В **разделе 5.1** описывается технология создания моделей лопаток, а именно лазерной стереолитографии (SLA). Приводится анализ технологии выполнения прототипов, её характерные черты и особенности. Показано, что выполнение каналов размером менее чем 0,5мм невозможно и приводит к отбраковке прототипа. За исходный образец бралась рабочая лопатка турбины высокого давления двигателя РД-33МК. Вследствие того, что отверстия плёночного охлаждения в ней выполнены диаметром 0,3мм, а технология позволяет изготавливать образцы с диаметром не

менее 0,5мм, число каналов плёночного охлаждения было изменено, при неизменной их выходной площади. Приведены фотографии трёх образцов: исходная лопатка, лопатка с одной щелью и лопатка с двумя щелями.

В разделе 5.2. описывается проведение эксперимента по определению расходов через лопатки, данные эксперимента приведены в Таблице 1. Определение расходов заключалось в проливке через их систему охлаждения воды при различных давлениях и с перекрытием отдельных каналов, для определения процентного соотношения расходов через каналы охлаждения.

Деления (атм)	исходная (кг/сек)		1 щель(кг/сек)		2 щели (кг/сек)	
	выход закрыт	полный	выход закрыт	полный	выход закрыт	полный
1,4	0,126	0,205	0,179	0,205	0,205	0,257
1,9	0,145	0,225	0,205	0,23	0,273	0,380
2,4	0,163	0,294	0,231	0,30	0,328	0,421

Таблица 1 - Данные по расходам лопаток

Так же приведены фотографии потоков воды, истекающих из каналов охлаждения при проливках, на которых видно, что за щелью образуется равномерная плёнка воды, в отличие от дискретных струй за цилиндрическими каналами охлаждения.

В разделе 5.3 описывается проведение численного эксперимента, имитирующего модельный эксперимент, представленный в разделе 5.2. Приведены линии тока и данные по получившимся расходам для двух лопаток. В таблице 2 отражено сравнение экспериментальных данных с численным расчётом, с указанием погрешности.

Давление (атм)	исходная			1 щель		
	Эксперимен т (кг/сек)	расчёт (кг/сек)	погрешность %	эксперимент (кг/сек)	расчёт (кг/сек)	погрешность %
1,43	0,205	0,159	22,4	0,205	0,171	16,5
1,9	0,225	0,24	6,6	0,23	0,249	10,6
2,4	0,295	0,296	0,3	0,3	0,318	6

Таблица 2 - Сравнение расчётных данных с экспериментом

Показано, что погрешность при численном расчёте составляет не более 6% от данных полученных в эксперименте, так же показано что изменение расхода между лопаткой с цилиндрическими каналами охлаждения и щелевым охлаждением незначительно, что означает дросселирование потока в замке лопатке.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. В результате применения конструкции лопатки с щелевым охлаждением неравномерность температурного состояния выпуклой и вогнутой стороны профиля может быть существенно уменьшена, за счёт более эффективного охлаждения корыта профиля.

2. В результате сравнительного анализа различных конструкций каналов струйного охлаждения лопаток турбин, было получено, что эффективность струйного охлаждения может быть повышена, если использовать каналы типа Anti-vortex, представляющего собой комбинацию из основного канала и двух дополнительных каналов малого диаметра, подвод воздуха через которые компенсирует отрыв основного потока от поверхности лопатки. Однако эта система технологически более трудно выполнима, чем система состоящая из одиночного канала.

3. Повышение эффективности плёночного охлаждения, связанное с ростом охлаждающего воздуха через лопатку, ограничивается возможностью пропустить воздух через замок лопатки, поэтому должны проектироваться конструкции, обеспечивающие индивидуальный подвод воздуха к каждому каналу системы через поверхность ножки лопатки или её торцевые поверхности.

4. Численные эксперименты качественно подтверждают сделанные выше выводы, однако количественную оценку снижения температуры вогнутой поверхности лопатки необходимо получить на основе экспериментальных исследований натуральных образцов лопаток.

5. Использование лопатки с щелевым охлаждением даёт выигрыш по температуре газа на поверхности лопатки порядка 111С, при этом создавая равномерно распределённую пелену охлаждающего воздуха, без локальных мест перегрева и больших градиентов температуры, как это наблюдается на лопатки с охлаждением в виде цилиндрических каналов. Среднее распространение пелены охлаждающего воздуха (с температурой до 1060С) составляет порядка 5мм на лопатке с цилиндрическими каналами охлаждения и 10мм на лопатке с щелевым охлаждением. Расход охлаждающего воздуха для лопатки с щелевыми каналами, составил 0,0277 кг/сек, а для лопатки с цилиндрическими каналами 0,0282 кг/сек.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Матушкин А.А., Нестеренко В.Г. Конструктивные методы совершенствования системы пленочного охлаждения рабочих лопаток турбин ВРД // электронный журнал "Труды МАИ." 2010. Т. 39.
2. Матушкин А.А., Терентьев В.В., Яковлев А.А. Создание моделей выходных устройств ГТД сложной формы // Научно технический вестник поволжья. 2011. Т. 5. С. 205-208.
3. Матушкин А.А., Терентьев В.В. Современные методы проектирования турбинных лопаток ГТУ // Заочная научно-техническая конференция "Перспективные разработки в авиадвигателестроении, климовские чтения. 2009. С. 32-35.
4. Матушкин А.А., Нестеренко В.Г. Исследование системы каналов пленочного охлаждения лопаток высокотемпературных турбин авиационных ГТД // Инновации в авиации и космонавтике 2010. 2010. С. 37.
5. Матушкин А.А. и др. Конструктивные способы повышения эффективности охлаждения и экономичности системы плёночного охлаждения лопаток высокотемпературных турбин // 3-я международная научно-техническая конференция "Авиадвигатели XXI века", ЦИАМ. 2010. С. 280-281.
6. Матушкин А.А. Использование САЕ методов для проектирования турбореактивных двигателей малой тяги // Тезисы конференции "Аэрокосмическая школа 2009" г.Алушта. 2009. С. 146-147.
7. Матушкин А.А., Нестеренко В.Г. Численное моделирование газодинамики плёночного охлаждения турбинных лопаток ГТД // X Всероссийская научно-техническая конференция и школа молодых учёных, аспирантов и студентов "Научные исследования в области транспортных, авиационных и космических систем АКТ-2009." 2009. С. 46-51.
8. Матушкин А.А. Расчёт системы плёночного охлаждения в ANSYS FLUENT // ANSYS Advantage. Русская редакция. 2011. № 15. С. 46-49.